

## PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 06-198585

(43)Date of publication of application : 19.07.1994

(51)Int.Cl.

B25J 13/00

B64G 1/24

G05D 1/08

(21)Application number : 05-000220

(71)Applicant : ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND CO LTD

(22)Date of filing : 05.01.1993

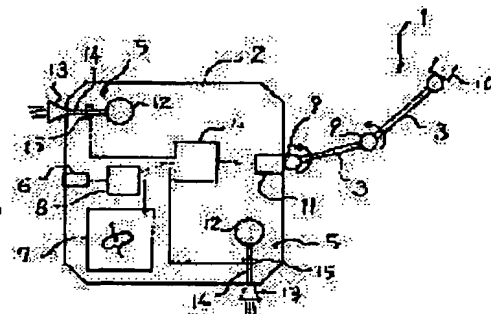
(72)Inventor : NONAMI KENZO  
KOBAYASHI NOBUYUKI  
SAITO OSAMU

## (54) ATTITUDE CONTROL METHOD AND APPARATUS FOR SPACE ROBOT

## (57)Abstract

**PURPOSE:** To effectively restrain the attitude change of a space robot by estimating the reaction force when a manipulator is operated as disturbance torque, generating compensating torque corresponding to the estimated value in a thruster and compensating residual minute attitude change with gyroscopic force.

**CONSTITUTION:** At the time of controlling the attitude of a space robot main body 2, first an equation of motion for determining the motion of a space robot is obtained and input to an estimating device 4. When a manipulator 1 is operated, an operating signal from a manipulator control part 11 is inputted to the estimating device 4, and a turning angle, angular speed and angular acceleration of each revolute joint 9 are given to the equation of motion to estimate disturbance torque. If the disturbance torque is above an allowable value, a relevant thruster 5 is turned on to generate torque for compensating it, so that thrust is generated. The attitude of the robot main body 2 is detected by a solar sensor 6, and if minute attitude change remains, a gyroscopic force generating mechanism 7 is driven through a control device 8 to compensate the attitude change.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

BEST AVAILABLE COPY

**\* NOTICES \***

**JPO and NCIPI are not responsible for any damages caused by the use of this translation.**

- 1.This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
- 2.\*\*\*\* shows the word which can not be translated.
- 3.In the drawings, any words are not translated.

---

**DETAILED DESCRIPTION**

---

[Detailed Description of the Invention]

[0001]

[Industrial Application] This invention relates to the attitude control approach of a space robot with a manipulator, and its equipment.

[0002]

[Description of the Prior Art] If the arm of a manipulator is operated in order that the space robot of a space suspension mold may work supply of the matter, exchange, etc. in space, it is known that posture fluctuation will arise on a robot body according to the reaction force. Since the direction of the antenna changes when the operating accuracy of a manipulator not only falls, but trouble arises in subsequent robot activities and the antenna for a communication link is formed especially in the space robot body, if there is posture fluctuation, the serious situation where communication facility loses will be caused.

[0003]

[Problem(s) to be Solved by the Invention] It considers detecting the posture of a robot body and carrying out feedback control of the thruster (auxiliary propulsive engine) as an approach for compensating such posture fluctuation (cancellation). However, by such approach, since control was started after posture fluctuation had arisen on the robot body, by the time it made it the target posture, long time amount was taken, and there was a problem that working efficiency including the activity by the manipulator will fall.

[0004] Then, this invention is originated that the attitude control approach of the space robot which can perform quick and suitable attitude control, and its equipment should be offered in view of the above-mentioned situation.

[0005]

[Means for Solving the Problem] This invention faces [ controlling suitably ] the posture of the space robot body changed according to the reaction force of a manipulator of operation. Ask for the equation of motion which opts for movement of a space robot beforehand, and the momentum of an arm is presumed as disturbance torque based on the equation of motion using the actuation information on a manipulator. While generating torque by the thruster so that the estimate may be compensated, when there is minute residual fluctuation by a presumed error etc., a gyroscope force is generated and the posture fluctuation is compensated by feedback control.

[0006] Moreover, this invention is equipment for enforcing the above-mentioned approach, and is set to the equipment for controlling suitably the posture of a space robot body with the manipulator which reaction force of operation produces. The presumed machine for presuming the momentum of an arm as disturbance torque based on the equation of motion of a space robot using the actuation information on a manipulator, The thruster for generating the torque which compensates estimate with a presumed machine, The sensor which detects the posture of a space robot body, and the gyroscope force developmental mechanics for compensating the posture fluctuation with a minute space robot body, It has a controller for carrying out feedback control of the gyroscope force developmental mechanics so that the fluctuation may be lost based on the posture detection value by the sensor.

[0007]

[Function] By the above-mentioned approach, when a manipulator operates, the reaction force is

presumed as disturbance torque, and a thruster compensates this. And a gyroscope force compensates the minute posture fluctuation which remained, and the body of a space robot is maintained by the target posture.

[0008] By the above-mentioned configuration, a presumed machine presumes the reaction force produced when a manipulator operates as disturbance torque based on the equation of motion. A thruster generates the compensating torque which \*\*\*\*s in the estimate, and compensates posture fluctuation of a space robot body. When the sensor has sensed that minute posture fluctuation remains on the space robot body according to the presumed error etc., a controller carries out feedback control of the gyroscope force developmental mechanics, and compensates the minute fluctuation.

[0009]

[Example] Hereafter, the example of this invention is explained according to an accompanying drawing.

[0010] Drawing 1 and drawing 2 show one example of the attitude control equipment of the space robot concerning this invention. The presumed machine 4 for this control device being formed in the space robot body 2 with a manipulator 1, and presuming the momentum of an arm 3 as disturbance torque using the actuation information on a manipulator 1, The thruster 5 for generating the torque which compensates estimate with the presumed machine 4, The sensor slack solar-oriented sun sensors 6 which detect the posture of the space robot body 2 (or earth sensor etc.), It is mainly constituted by the gyroscope force developmental mechanics 7 for compensating minute posture fluctuation of the space robot body 2, and the controller 8 which carries out feedback control of the gyroscope force developmental mechanics 7 based on the posture detection value by the sun sensor 6.

[0011] A manipulator 1 changes at two arms 3 and two joints 9 with predetermined die length, and the hand section 10 is attached at the tip of the tip side arm 3. These drives are controlled by the manipulator control section 11 prepared in the space robot body 2.

[0012] The presumed machine 4 is connected to the manipulator control section 11, inputs actuation command signals, such as the angle of rotation  $\theta$  of each joint 9, and angular velocity  $\omega$ , arm momentum is presumed based on the equation of motion of the space robot called for beforehand, and the disturbance torque  $d$  by reaction force of operation and compensating torque  $u$  are calculated. This equation of motion is explained in full detail behind. In addition, you may make it detect rotation of the motor formed in each joint 9 as an input of actuation information.

[0013] The tank 12 which the thruster 5 was formed each in three shafts [ two ] (two pieces are shown among drawing), and contained gas (propellant), such as high-pressure nitrogen, It changes with the nozzle 13 for carrying out jet injection of the gas, the bulb (solenoid valve) 15 prepared in the middle of the pipe 14 to which these are connected minds valve drive electronics (not shown) by the command of the presumed machine 4, and it is ON-OFF. By being carried out Desired torque is generated.

[0014] The gyroscope force developmental mechanics 7 changes by the well-known reaction wheel (RW, moment gyroscope), and operates through wheel drive electronics (not shown) with the controller 8 which inputted the detection value of a sun sensor 6. This actuation is controlled by the slide modal control which is the nonlinear control approach of stabilizing feedback gain so that the space robot body 2 becomes the target posture, i.e., the condition of the posture fluctuation 0.

[0015] Next, one example of the attitude control approach of the space robot concerning this invention is explained as an operation of the above-mentioned configuration (refer to drawing 3 ).

[0016] It faces controlling suitably the posture of the space robot body 2 changed according to the reaction force of a manipulator 1 of operation, asks for the equation of motion which opts for movement of a space robot previously, and the setting input of this is carried out at the presumed machine 4. And when a manipulator 1 operates, the active signal which the manipulator control section 11 outputs is inputted (ST 1), the angle of rotation  $\theta$  of each joint 9 and the angular velocity  $\omega$  as those time amount differential, angular acceleration, etc. are given to the equation of motion, and arm momentum is presumed as disturbance torque  $d$  (ST 2). The comparative judgment of this disturbance torque estimate ( $d$ ) is carried out to an allowed value (ST 3), with an allowed value [ under ], the presumed machine 4 does not output an active signal to a thruster 5, but

actuation of a manipulator 1 is continued. With [ the disturbance torque  $d$  ] an allowed value [ more than ], only predetermined time amount turns ON the solenoid valve 15 of the corresponding thruster 5, and a thrust is suitably generated so that the torque  $u$  which compensates this may arise (ST 4). [0017] The presumed machine 4 may become the posture fluctuation which cannot be left, if the minute posture fluctuation by the error on an operation may arise and the posture fluctuation below a setting allowed value is integrated, since the disturbance torque  $d$  is presumed with the equation of motion. For this reason, in this invention, a sun sensor 6 detects the posture of the robot body 2 after thruster actuation (ST 5), the existence of a presumed error is checked substantially, and it judges whether minute posture fluctuation remains (ST 6). In addition, naturally in parallel to thruster actuation, it may be made to perform this minute posture fluctuation detection. And if minute posture fluctuation cannot be disregarded, a reaction wheel 7 will be made to drive by the command of a controller 8. A reaction wheel 7 is Torque  $u_R$  to the space robot body 2 by the well-known gyroscope force. It is made to generate (ST 7) and this posture fluctuation is compensated by feedback control (ST 8).

[0018] Thus, so that the space robot body 2 may not carry out posture fluctuation by the reaction force produced when a manipulator 1 operates The feedforward control which calculates arm momentum as disturbance torque  $d$  with the equation of motion, and compensates posture fluctuation by the thruster 5, Since it was made to make the feedback control which senses the minute posture fluctuation ( $\delta$ ) which remains with a sun sensor 6, and compensates this by actuation of a reaction wheel 7 cooperate Quick and exact attitude control is made and improvement in the operating accuracy of a manipulator 1 and a space robot and working efficiency is attained.

[0019] Next, the equation of motion shown in the above-mentioned example is explained.

[0020] Here, it is D-H (Denavit-Hartenberg) first. The equation of motion of the space robot containing a manipulator is computed as an ordinary differential equation of only an attitude angle using conversion and Lagrange's equation. Next, from the position which, if possible, lessens the amount of attitude-angle fluctuation, and consumption energy as a thruster control law, the comparison by the simulation of the feedforward control (disturbance torque compensatory control) of this invention and feedback control, such as the shortest time amount, minimum-energy control, etc. about a body posture, is performed.

[0021] The analytic model which generalized the space robot with a manipulator is shown in drawing 4 . Link system-of-coordinates  $\sigma_i$  fixed on the joint  $i$  of a manipulator About expressed movement, it is D-H. It changes into inertial system using conversion, and asks for the equation of motion using the Lagrange equation. Inertial-system  $\sigma_A$  A zero is taken in the center-of-gravity location of the space robot body before movement. Moreover, rotation of a robot body is robot system-of-coordinates  $\sigma_O$ . It shall give by the roll ( $\gamma$ ) which is a kind of Eulerian angle conversion, the pitch ( $\beta$ ), and the yaw ( $\alpha$ ).

[0022] The following assumptions were prepared in order to draw the equation of motion.

[0023] (1) Each link is the rotation joint mold of a single arm  $n$  degree of freedom, and all systems are the rigid bodies.

[0024] (2) Mass of each link is made small compared with a joint or hand mass, and the mass of a link and the rotational inertia mass of the circumference of a link center of gravity can be disregarded.

[0025] The main notations of an analytic model are as in Table 1.

[0026]

[Table 1]

## 解析モデルの主要記号

$I_i$	: $m_i$ の重心回りの慣性行列
$l_i$	: リンク $i$ の長さ
$m_i$	: リンク $i$ 先端の関節またはハンドの質量
$\{r_i\}$	: リンク $i$ 先端の関節またはハンドの重心位置ベクトル
$\{u_i\}$	: 関節 $i$ の回転軸方向を示す単位ベクトル
$\{x\}$	: 慣性座標系で表現された並進変位ベクトル
$\alpha, \beta, \gamma$	: 本体の姿勢角 (ヨー、ピッチ、ロール)
$\{\phi\}$	: 本体の姿勢角ベクトル $\{\alpha, \beta, \gamma\}^T$
$\theta_i$	: 関節 $i$ の回転角
$\omega_i$	: $m_i$ の重心回りの回転角速度

[0027] Link system-of-coordinates sigma*i* Robot system-of-coordinates sigma0 Conversion is D-H. It is expressed like several 1 using conversion.

[0028]

[Equation 1]

$${}^0\{r_i\} = T^1_0 T^2_1 T^3_2 \cdots T^i_{i-1} \{r_i\} = T^i_0 \{r_i\}$$

[0029] Here, it is  $\{r_i\} = \{x_i, y_i, z_i, \text{ and } 1\}$ , and is the suffix 0 of a left shoulder. The display by robot system of coordinates is shown. Moreover,  $T^i_{i-1}$  It is given by the following several 2.

[0030]

[Equation 2]

$$T^i_{i-1} = \begin{vmatrix} C_{\theta_i} & S_{\theta_i} & 0 & 0 \\ S_{\theta_i} & C_{\theta_i} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{\alpha_i} & S_{\alpha_i} \\ 0 & 0 & S_{\alpha_i} & C_{\alpha_i} \end{vmatrix} \begin{vmatrix} l_i & 0 & 0 & 0 \\ 0 & l_i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & l_i & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

[0031] However,  $C_{\theta}$  expresses  $\cos \theta$  and  $S_{\theta}$  expresses  $\sin \theta$ .

[0032] 0 given by several 1 Since it is the vector of  $\{4 \times 1\}$ ,  $\{r_i\}$  is newly  $\{3 \times 1\}$  vector of only  $x, y$ , and the direction component of  $z$  0 It is referred to as  $\{r_i\}$ , and it will be set to several 3 if expressed with inertial system.

[0033]

[Equation 3]

$${}^A\{r_i\} = {}^A A_0 {}^0\{r_i\} + \{x\}$$

[0034] Robot system-of-coordinates sigma0 Transformation matrix  $A A_0$  which changes into inertial system the vector currently displayed It is a roll, a pitch, and yaw conversion and is given by several 4.

[0035]

[Equation 4]

$${}^A A_0 = \begin{vmatrix} C \beta C \gamma & S \alpha S \beta C \gamma & C \alpha S \beta C \gamma \\ C \beta S \gamma & S \alpha S \beta S \gamma & C \alpha S \beta S \gamma \\ -S \beta & S \alpha C \beta & C \alpha C \beta \end{vmatrix}$$

[0036] The advancing-side-by-side rate in inertial system carries out time amount differential of several 3, and is set to several 5.

[0037]

[Equation 5]

$${}^A \{\dot{r}_i\} = {}^A A_i^0 \{\dot{r}_i\} + {}^A A_i^0 \{\dot{r}_i\} + \{\dot{x}\}$$

[0038] sigma i at the tip of link i Angular-velocity omega i which can be set It is several 6.

[0039]

[Equation 6]

$$\omega_i = A\{\phi\} + \sum_{j=0}^i ({}^A A_0^0 u_j)$$

[0040] It is 0 u j here. It is the vector of only x of several 7, y, and the direction component of z.

[0041]

[Equation 7]

$$T^j_0 \{u_j\} \theta_j$$

[0042] Moreover, A is given by several 8.

[0043]

[Equation 8]

$$A = \begin{vmatrix} C \beta C \gamma & -S \gamma & 0 \\ C \beta S \gamma & -C \gamma & 0 \\ -S \beta & 0 & 1 \end{vmatrix}$$

[0044] The kinetic energy of the whole system is set to several 9 from several 5 and several 6.

[0045]

[Equation 9]

$$T = 1/2 \sum_{i=0}^n (m_i {}^A \{\dot{r}_i\}^T \cdot {}^A \{\dot{r}_i\} + I_i \omega_i \cdot \omega_i)$$

[0046] Several nine can be substituted for Lagrange's equation and it can ask for a robot's equation of motion.

[0047]

[Equation 10]

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{dT}{d\dot{q}_i} \right) - \frac{dT}{dq_i} = Q_i$$

[0048] By using a formula-manipulation program, the equation of motion can be drawn comparatively easily. several 10 -- setting -- generalized coordinate q i \*\*\*\*\* -- x, and y, z, alpha, beta and gamma -- taking -- generalization external force Q i If it places with zero, six equations the advancing-side-by-side direction and the hand of cut carried out [ equations ] the manifold type will be obtained. In addition, theta and theta dot, and theta two dot shall be given with a command value.

[0049] If x, and y and z are eliminated only paying attention to posture fluctuation of a body and it contracts now to the 3 yuan equation of motion about the attitude angles alpha, beta, and gamma, it will be set to several 11 and several 12, and 13 and 14, and numerical integration can be carried out easily.

[0050]

[Equation 11]

$$M(\theta, \phi) \ddot{\phi} + C(\theta, \dot{\theta}, \phi) \dot{\phi} + d_1(\theta, \dot{\theta}, \phi) \dot{\phi}_1 + d_2(\theta, \dot{\theta}, \phi) \dot{\phi}_2 = F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$$

[0051]

[Equation 12]

$$\{\phi\} = \{\alpha, \beta, \gamma\}^T$$

[0052]

[Equation 13]

$$\{\dot{\phi}_1\} = \{\dot{\alpha}^2, \dot{\beta}^2, \dot{\gamma}^2\}^T$$

[0053]

[Equation 14]

$$\{\dot{\phi}_2\} = \{\dot{\alpha} \dot{\beta}, \dot{\beta} \dot{\gamma}, \dot{\gamma} \dot{\alpha}\}^T$$

[0054] Since it can ask for attitude-angle fluctuation from several 11 if a motion of each joint is known, it transposes except the first term of left part of several 11 to the right-hand side, and the right-hand side is considered to be the disturbance torque estimate d.

[0055]

[Equation 15]

$$M(\theta, \phi) \ddot{\phi} = d(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta}, \phi, \dot{\phi}) + u$$

[0056] Therefore, posture fluctuation can be suppressed, if the thruster generating torque u is given so that d may be compensated as said example already showed. It can ask for d by the symbolic arithmetic using a trigonometric function by acquiring the performance information of an arm, and attitude information from a manipulator control system and an attitude control system, respectively. And a thruster is ON-OFF control and can choose momentum as a controlled variable by adjusting the operating time. That is, as the integral value of disturbance torque estimate is shown in a degree type, when a certain setting momentum is reached, fixed time amount actuation is carried out.

[0057]

integral disturbance torque estimate  $dx \geq$  setting momentum .... \*\* and thruster operating time are given by the degree type.

[0058]

Operating time = setting momentum / thruster generating torque .... In the control algorithm of \*\*, in addition this invention Although arising [ posture fluctuation ]-for controlling force error accompanying it \*\* can be considered when there are a velocity error's arising when the integral value of disturbance torque estimate remains with the value below setting momentum, and a modeling error A possible thing is as said example having shown in the feedback control according [ these compensation ] to comparatively small actuators of generating torque, such as a reaction wheel.

[0059] Next, the comparison with the time optimal control, or the shortest time amount and minimum-energy control which is feedback control is explained.

[0060] It considers applying the shortest time amount and minimum-energy control to the robot body posture fluctuation control by movement of an arm first. This controlling method is ON-OFF control, and when the constraint of controlling force regularity sticks like a thruster, it is used. When a setting include angle with posture fluctuation is exceeded, a thruster is operated by Bang-zero-Bang control as a minimum time problem or a minimum-energy problem.

[0061] several 11d1 and d2 the right-hand side -- transposing -- the sum with F -- new -- F0 \*\* -- it will be set to several 16, if it carries out, and the thruster controlling force u is applied and being expressed with an equation of state.

[0062]

[Equation 16]

$$\begin{Bmatrix} \ddot{\phi} \\ \dot{\phi} \\ \phi \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & M^{-1}C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \cdot F_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \end{bmatrix} u$$

[0063] It is in charge of designing the shortest time amount and a minimum-energy control algorithm, and is several 16 to M-1F0. A term is omitted and the model which linearized M and C as a constant further is set to several 17.

[0064]

[Equation 17]

$$\{x\} = F\{x\} + gu$$

[0065] The performance index J for optimizing control energy and control time amount to coincidence is given by several 18 by making R into a weighting factor.

[0066]

[Equation 18]

$$J = \int_0^{t_f} \{ R + |u(t)| \} dt$$

[0067] Initial condition and termination conditions are [0068].

[Equation 19]

$$\left. \begin{aligned} \phi(t_0) &= \phi_0, & \dot{\phi}(t_0) &= \dot{\phi}_0 \\ \phi(t_f) &= 0, & \dot{\phi}(t_f) &= 0 \end{aligned} \right\}$$

[0069] \*\* -- it gives like -- having -- thruster controlling force -- [0070]

[Equation 20]

$$-u_0 \leq u \leq u_0$$

[0071] The optimal control law which can give the becoming constraint can be obtained from the variation principle with a constraint of termination freedom as follows with reference to reference (M. "Kanichiro Kato, engineering optimum control, University of Tokyo Press, 1988.4, pp131 141", and "Athans, P.Falb, "OptimalControl", McGraw-Hill, 1966").

[0072] lambda is given to a concomitant variable, then Hamiltonian H by several 21.

[0073]

[Equation 21]

$$H = R + |u(t)| + \lambda^T [Fx + gu]$$

[0074] By solving the differential equation about lambda here and using the principle of PONTORYAGIN for the conditions of control-input optimality shows that the sequence of ON-OFF control becomes two kinds of  $\{-u_0, 0, u_0\}$ , and  $\{u_0, 0, -u_0\}$ . If the conditions whose H is 0 are used along with optimal TORAJIEKUTORI, it can be integrated with a change curve and it will be given by several 22.

[0075]

[Equation 22]

$$F_1(y) = -M^{-1}C\dot{y} + \text{sgn}(\dot{y})(M^{-1}u_0) \\ \cdot \ln(1 + M^{-1}C|\dot{y}|/M^{-1}u_0) / (M^{-1}C)^2$$

$$F_2(y) = -M^{-1}C\dot{y} + \text{sgn}(\dot{y})(M^{-1}u_0) \\ \cdot \ln(1 + RM^{-1}C|\dot{y}|/M^{-1}u_0(R + 2C|\dot{y}|)) / (M^{-1}C)^2$$

[0076] F1 It is F2, when it is in agreement with the change curve in time optional control and R is enlarged. F1 It approaches. F1 F2 In between, controlling force u serves as zero.

[0077] Next, the concrete example of an operation is shown.

[0078] Single arm 3 as shown in drawing 5 as a model of simulation A space robot with the



manipulator of a link is used. Moreover, the major characteristics are shown in Table 2.

[0079]

[Table 2]

シミュレーションの主要諸元	
$m_0 + m_1$	$= 2000. (kg)$
$m_2$	$= 10. (kg)$
$m_3$	$= 50. (kg)$
$I_0 + I_{1x}$	$= 1.2 \times 10^4 (kgm^2)$
$I_0 + I_{1y}$	$= 2.0 \times 10^3 (kgm^2)$
$I_0 + I_{1z}$	$= 1.0 \times 10^4 (kgm^2)$
$I_2$	$= 3. \times 10^{-3} (kgm^2)$
$I_3$	$= 3. \times 10^{-1} (kgm^2)$
$l_0$	$= 1.0 (m)$
$l_2$	$= 1.0 (m)$
$l_3$	$= 1.0 (m)$

[0080] It was presupposed that it moves here in 15 seconds by the trapezoid rate pattern as shown in drawing 6 to the activity location ( $\theta_1 = 1$ ,  $\theta_2 = 2.57$ , and  $\theta_3 = 1.5$ ) assumed from the posture ( $\theta_1 = 0$ ,  $\theta_2 = 1.57$ ,  $\theta_3 = 0$ ) which had lengthened the arm. Count was performed for 20 seconds. In addition, for a thruster, thrust 10 N is each shaft. It assumed that two sets were installed and generating torque was set to 20Nm.

[0081] the rotation produced on a body according to the reaction of an arm movement when not performing attitude control -- a variation rate becomes like drawing 7. Attitude-angle fluctuation of a body becomes large with an arm movement, and serves as constant value at an arm-movement halt and coincidence. In this example of count, the maximum attitude-angle fluctuation was about 0.115 (rad) at the circumference of beta shaft.

[0082] The result of the triaxial control simulation by the feedforward control of this invention is shown in drawing 8. The amounts of observation are the include angle of each joint, angular velocity, angular acceleration and the attitude angle of a body, and posture fluctuation angular velocity. Thruster operating time was taken as 0.2sec(s).

[0083] As shown in this drawing, when a final posture fluctuation angle does not perform attitude control, it is 0.0066 (rad) at the circumference of largest beta shaft. About 1/20 It turns out that posture fluctuation can be suppressed. In addition, the small velocity error produced in the circumference of alpha shaft improves by the feedback control by the reaction wheel already explained in said example.

[0084] The comparison with the feedforward control of this invention, and the shortest time amount and minimum-energy control was performed to movement within a field of the circumference of beta shaft which was the largest ( $\theta_1 = 0$ : regularity) in the above-mentioned example of an operation. Although computation omitted, the posture fluctuation when not applying controlling force was 0.156 (rad).

[0085] The attitude angle, angular velocity, and thruster operating time of feedforward control of this invention are shown in drawing 9 and drawing 10, respectively. Moreover, the attitude angle, angular velocity, and thruster operating time of the time optimal control which set weighting-factor R to 1012 at drawing 11 and drawing 12 are shown. And to drawing 13 and drawing 14, it is weighting-factor R 106 The attitude angle, angular velocity, and thruster operating time of the shortest time amount and minimum-energy control carried out are shown. The amount of observation of the shortest time amount and minimum-energy control is the attitude angle and attitude-angle

angular velocity of a body, and the attitude angle of a body is 0.0052 (rad). When exceeded, it was presupposed that a thruster operates.

[0086] Comparing with the posture fluctuation angle 0.156 (rad) when not adding control in any case, a posture fluctuation angle is 1/10. It is small. Moreover, even if there are an attitude-angle rate dependence term and disturbance by movement of an arm, it turns out that the shortest time amount and minimum-energy control are operating well. Namely, M-1F0 [ in / at several 17 / several 16 ] Although the term was omitted, the effect can be processed as disturbance in the time amount.

[0087] The maximum posture fluctuation deflection and the thruster actuation load product of each control approach are collectively shown in Table 3. The feedforward control of this invention has the smallest thruster actuation load product, and is the abbreviation one half of other approaches. Moreover, attitude-angle fluctuation is also smaller than other approaches. That is, the result that the feedforward control of this invention was the best was obtained. In addition, although an actuation load product also becomes small in the shortest time amount and minimum-energy control as a weighting factor is made small, attitude-angle fluctuation increases quickly.

[0088]

[Table 3]

制御アルゴリズム	最大姿勢変動 偏差(rad)	動作回数	作動力積 (Nmsec)
本発明	$5.87 \times 10^{-3}$	24	96.0
最短時間制御	$-1.10 \times 10^{-2}$	12	193.9
最短時間・最小エネルギー制御	$-1.10 \times 10^{-2}$	7	165.2

[0089] Thus, the equation of motion of this example is the three-dimension equation of motion of the space robot in consideration of movement of an arm, draws only an attitude angle as an unknown and considers movement of an arm as disturbance to a space robot body. And as compared with the shortest time amount and minimum-energy control, a thruster impulse becomes small, and this approach is very effective in a space robot, in view of the working medium of a thruster being limited.

[0090]

[Effect of the Invention] Above, in short, according to this invention, quick and suitable attitude control can be performed and the outstanding effectiveness that improvement in the operating accuracy of a manipulator and a space robot and working efficiency is attained is demonstrated.

---

[Translation done.]

**\* NOTICES \***

JPO and NCIPi are not responsible for any damages caused by the use of this translation.

1. This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
2. \*\*\*\* shows the word which can not be translated.
3. In the drawings, any words are not translated.

---

**CLAIMS**

---

[Claim(s)]

[Claim 1] The posture of the space robot body changed according to the reaction force of a manipulator of operation is faced controlling suitably. Ask for the equation of motion which opts for movement of a space robot beforehand, and the momentum of an arm is presumed as disturbance torque based on the above-mentioned equation of motion using the actuation information on the above-mentioned manipulator. The attitude control approach of the space robot characterized by generating a gyroscope force and compensating the posture fluctuation by feedback control when there is minute residual fluctuation by a presumed error etc., while generating torque by the thruster so that the estimate may be compensated.

[Claim 2] In the equipment for controlling suitably the posture of a space robot body with the manipulator which reaction force of operation produces The presumed machine for presuming the momentum of an arm as disturbance torque based on the equation of motion of a space robot using the actuation information on the above-mentioned manipulator, The thruster for generating the torque which compensates estimate with this presumed machine, The sensor which detects the posture of the above-mentioned space robot body, and the gyroscope force developmental mechanics for compensating the posture fluctuation with the above-mentioned minute space robot body, Attitude control equipment of the space robot characterized by having a controller for carrying out feedback control of the above-mentioned gyroscope force developmental mechanics so that the fluctuation may be lost based on the posture detection value by the above-mentioned sensor.

---

[Translation done.]

(19)日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11)特許出願公開番号

特開平6-198585

(43)公開日 平成6年(1994)7月19日

(51)Int.Cl. <sup>5</sup>	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
B 2 5 J 13/00	Z			
B 6 4 G 1/24	Z	7331-3D		
G 0 5 D 1/08	A	9323-3H		

審査請求 未請求 請求項の数2(全 10 頁)

(21)出願番号 特願平5-220

(22)出願日 平成5年(1993)1月5日

特許法第30条第1項適用申請有り 1992年7月7日 社団法人日本機械学会発行の「ワークショップ講演論文集」を発表

(71)出願人 000000099

石川島播磨重工業株式会社  
東京都千代田区大手町2丁目2番1号

(72)発明者 野波 健蔵

東京都町田市鶴間1441-13

(72)発明者 小林 信之

東京都江東区豊洲三丁目1番15号 石川島  
播磨重工業株式会社技術研究所内

(72)発明者 斉藤 修

東京都江東区豊洲三丁目1番15号 石川島  
播磨重工業株式会社技術研究所内

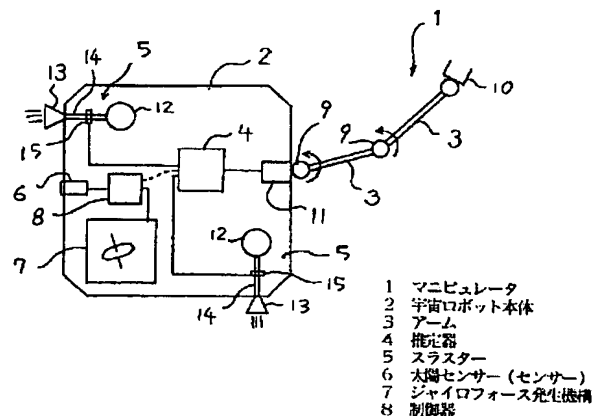
(74)代理人 弁理士 絹谷 信雄

(54)【発明の名称】 宇宙ロボットの姿勢制御方法及びその装置

(57)【要約】

【目的】 迅速で適切な姿勢制御を行って、マニピュレータ及び宇宙ロボットの作業精度及び作業効率の向上を図る。

【構成】 動作反力が生ずるマニピュレータ1を有した宇宙ロボット本体2の姿勢を適宜制御するための装置において、マニピュレータ1の作動情報により宇宙ロボットの運動方程式に基づいてアーム3の運動量を外乱トルクとして推定するための推定器4と、推定器4による推定値を補償するトルクを発生させるためのスラスタ5と、宇宙ロボット本体2の姿勢を検出するセンサー6と、宇宙ロボット本体2の微小な姿勢変動を補償するためのジャイロフォース発生機構7と、センサー6による姿勢検出値に基づいてその変動を無くするようにジャイロフォース発生機構7をフィードバック制御するための制御器8とを備える。



## 【特許請求の範囲】

【請求項1】 マニピュレータの動作反力により変動する宇宙ロボット本体の姿勢を適宜制御するに際して、宇宙ロボットの運動を決定する運動方程式を予め求めておき、上記マニピュレータの作動情報により上記運動方程式に基づいてアームの運動量を外乱トルクとして推定し、その推定値を補償するようにスラスターによってトルクを発生させると共に、推定誤差等による微小な残留変動があったときに、ジャイロフォースを発生させてその姿勢変動をフィードバック制御により補償することを特徴とする宇宙ロボットの姿勢制御方法。

【請求項2】 動作反力が生ずるマニピュレータを有した宇宙ロボット本体の姿勢を適宜制御するための装置において、上記マニピュレータの作動情報により宇宙ロボットの運動方程式に基づいてアームの運動量を外乱トルクとして推定するための推定器と、該推定器による推定値を補償するトルクを発生させるためのスラスターと、上記宇宙ロボット本体の姿勢を検出するセンサーと、上記宇宙ロボット本体の微小な姿勢変動を補償するためのジャイロフォース発生機構と、上記センサーによる姿勢検出値に基づいてその変動を無くするように上記ジャイロフォース発生機構をフィードバック制御するための制御器とを備えたことを特徴とする宇宙ロボットの姿勢制御装置。

## 【発明の詳細な説明】

## 【0001】

【産業上の利用分野】本発明は、マニピュレータを有した宇宙ロボットの姿勢制御方法及びその装置に関するものである。

## 【0002】

【従来の技術】空間浮遊型の宇宙ロボットが宇宙空間で物質の補給、交換などの作業を行うためにマニピュレータのアームを動作させると、その反力によりロボット本体に姿勢変動が生じることが知られている。姿勢変動があるとマニピュレータの作業精度が落ちるばかりでなく、以降のロボット作業に支障が生じ、特に宇宙ロボット本体に通信用のアンテナが設けられている場合は、そのアンテナの方向が変わってしまうために、通信機能が喪失するという重大な事態を招いてしまう。

## 【0003】

【発明が解決しようとする課題】このような姿勢変動を補償（キャンセル）するための方法としては、ロボット本体の姿勢を検出して、スラスター（補助推進装置）をフィードバック制御することが考えられている。しかしながらこのような方法では、ロボット本体に姿勢変動が生じてしまった後に制御が開始されるので、目標とする姿勢にするまでに長い時間がかかり、マニピュレータによる作業を含めた作業効率が低下してしまうという問題があった。

【0004】そこで本発明は、上記事情に鑑み、迅速で

適切な姿勢制御ができる宇宙ロボットの姿勢制御方法及びその装置を提供すべく創案されたものである。

## 【0005】

【課題を解決するための手段】本発明は、マニピュレータの動作反力により変動する宇宙ロボット本体の姿勢を適宜制御するに際して、宇宙ロボットの運動を決定する運動方程式を予め求めておき、マニピュレータの作動情報により運動方程式に基づいてアームの運動量を外乱トルクとして推定し、その推定値を補償するようにスラスターによってトルクを発生させると共に、推定誤差等による微小な残留変動があったときに、ジャイロフォースを発生させてその姿勢変動をフィードバック制御により補償するものである。

【0006】また本発明は、上記方法を実施するための装置であって、動作反力が生ずるマニピュレータを有した宇宙ロボット本体の姿勢を適宜制御するための装置において、マニピュレータの作動情報により宇宙ロボットの運動方程式に基づいてアームの運動量を外乱トルクとして推定するための推定器と、推定器による推定値を補償するトルクを発生させるためのスラスターと、宇宙ロボット本体の姿勢を検出するセンサーと、宇宙ロボット本体の微小な姿勢変動を補償するためのジャイロフォース発生機構と、センサーによる姿勢検出値に基づいてその変動を無くするようにジャイロフォース発生機構をフィードバック制御するための制御器とを備えたものである。

## 【0007】

【作用】上記方法によって、マニピュレータが動作するときにその反力が外乱トルクとして推定され、スラスターがこれを補償する。そして残留した微小な姿勢変動はジャイロフォースが補償し、宇宙ロボットの本体が目標姿勢に維持される。

【0008】上記構成によって、推定器は、マニピュレータが動作したときに生じる反力を運動方程式に基づいて外乱トルクとして推定する。スラスターは、その推定値に相応する補償トルクを発生させて、宇宙ロボット本体の姿勢変動を補償する。制御器は、推定誤差等によって宇宙ロボット本体に微小な姿勢変動が残留しているとセンサーが感知したときに、ジャイロフォース発生機構をフィードバック制御してその微小変動を補償する。

## 【0009】

【実施例】以下、本発明の実施例を添付図面に従って説明する。

【0010】図1及び図2は、本発明に係わる宇宙ロボットの姿勢制御装置の一実施例を示したものである。この制御装置は、マニピュレータ1を有した宇宙ロボット本体2に設けられ、マニピュレータ1の作動情報によりアーム3の運動量を外乱トルクとして推定するための推定器4と、推定器4による推定値を補償するトルクを発生させるためのスラスター5と、宇宙ロボット本体2の

姿勢を検出するセンサーたる太陽指向の太陽センサー6（又は地球センサー等）と、宇宙ロボット本体2の微小な姿勢変動を補償するためのジャイロフォース発生機構7と、太陽センサー6による姿勢検出値に基づいてジャイロフォース発生機構7をフィードバック制御する制御器8とにより主として構成されている。

【0011】マニピュレータ1は、所定の長さを有した二本のアーム3と二個の関節9とで成り、先端側アーム3の先端にハンド部10が取り付けられている。これらの駆動は、宇宙ロボット本体2に設けられたマニピュレータ制御部11によりコントロールされるようになって

いる。  
【0012】推定器4は、マニピュレータ制御部11に連絡され、各関節9の回転角度 $\theta$ 、角速度 $\omega$ などの作動指令信号を入力して、予め求められた宇宙ロボットの運動方程式に基づいてアーム運動量を推定し、動作反力による外乱トルク $d$ 及び補償トルク $u$ を演算するようになっている。この運動方程式については、後に詳述する。なお作動情報の入力としては、各関節9に設けられたモータの回転を検出するようにしてもよい。

【0013】スラスタ5は、三軸に各二個（図中二個のみ示す）設けられ、高圧窒素等のガス（推進剤）を収納したタンク12と、ガスをジェット噴射させるためのノズル13とで成り、これらを結ぶパイプ14の途中に設けられたバルブ（電磁弁）15が、推定器4の指令によりバルブ駆動回路（図示せず）を介してON-OFFされることにより、所望のトルクを発生させるようになっている。

【0014】ジャイロフォース発生機構7は、公知のリアクションホイール（RW、モーメントジャイロ）で成り、太陽センサー6の検出値を入力した制御器8によりホイール駆動回路（図示せず）を介して作動されるようになっている。この作動は、宇宙ロボット本体2が目的の姿勢、すなわち姿勢変動0の状態になるように、フィードバックゲインを安定化させる非線形制御方法であるスライディングモード制御によりコントロールされるものである。

【0015】次に本発明に係わる宇宙ロボットの姿勢制御方法の一実施例を、上記構成の作用として説明する（図3参照）。

【0016】マニピュレータ1の動作反力により変動する宇宙ロボット本体2の姿勢を適宜制御するに際して、先に宇宙ロボットの運動を決定する運動方程式を求めて、これを推定器4に設定入力しておく。そしてマニピュレータ1が作動するときにマニピュレータ制御部11が出力する作動信号を入力し（ST1）、各関節9の回転角度 $\theta$ 及びそれらの時間微分としての角速度 $\omega$ 、角加速度などを運動方程式に与えて、アーム運動量を外乱トルク $d$ として推定する（ST2）。この外乱トルク推定値（ $d$ ）は許容値と比較判断され（ST3）、許容値未満で

あれば推定器4はスラスタ5に対して作動信号を出力せず、マニピュレータ1の作動が継続される。外乱トルク $d$ が許容値以上であれば、これを補償するトルク $u$ が生じるように、該当するスラスタ5の電磁弁15を所定の時間だけONにして、適宜推力を発生させる（ST4）。

【0017】推定器4は運動方程式により外乱トルク $d$ を推定するものであるため、演算上の誤差による微小な姿勢変動が生じる可能性があり、また設定許容値以下の姿勢変動が積算されると、放置できない姿勢変動になる可能性がある。このため本発明では、スラスタ作動後に太陽センサー6によりロボット本体2の姿勢を検出して（ST5）、実質的に推定誤差の有無を点検し、微小姿勢変動が残留しているか否かを判断するものである（ST6）。なおこの微小姿勢変動検出は、当然スラスタ作動と並行して行うようにしてもよい。そして微小姿勢変動が無視できないものであれば、制御器8の指令によりリアクションホイール7を駆動させる。リアクションホイール7は公知のジャイロフォースにより宇宙ロボット本体2にトルク $u_R$ を発生させて（ST7）、この姿勢変動をフィードバック制御により補償する（ST8）。

【0018】このように、マニピュレータ1が作動するときに生じる反力で宇宙ロボット本体2が姿勢変動しないように、運動方程式によりアーム運動量を外乱トルク $d$ として演算してスラスタ5により姿勢変動を補償するフィードフォワード制御と、残留する微小な姿勢変動（ $\Delta d$ ）を太陽センサー6で感知してこれをリアクションホイール7の作動により補償するフィードバック制御とを協調させるようにしたので、迅速で正確な姿勢制御がなされ、マニピュレータ1及び宇宙ロボットの作業精度及び作業効率の向上が達成される。

【0019】次に上記実施例で示した運動方程式を説明する。

【0020】ここではまずD-H(Denavit-Hartenberg)変換とラグランジェの方程式とを用いて、マニピュレータを含む宇宙ロボットの運動方程式を姿勢角のみの常微分方程式として算出する。次にスラスタ制御則として姿勢角変動量と消費エネルギーをなるべく少なくする立場から、本発明のフィードフォワード制御（外乱トルク補償制御）と、本体姿勢に関する最短時間・最小エネルギー制御などのフィードバック制御とのシミュレーションによる比較を行う。

【0021】マニピュレータを有した宇宙ロボットを一般化した解析モデルを図4に示す。マニピュレータの関節 $i$ 上に固定されたリンク座標系 $\Sigma_i$ で表わされた運動を、D-H変換を用いて慣性座標系に変換し、ラグランジェ方程式を用いて運動方程式を求める。慣性座標系 $\Sigma_A$ の原点は、運動前の宇宙ロボット本体の重心位置にとる。またロボット本体の回転は、ロボット座標系 $\Sigma_0$ でオイラー角変換の一種であるロール（ $\gamma$ ）、ピッチ

( $\beta$ ), ヨー ( $\alpha$ ) で与えるものとする。

【0022】運動方程式を導くために以下の仮定を設けた。

【0023】(1) 各リンクは単腕  $n$  自由度の回転関節型であり、系はすべて剛体である。

【0024】(2) 各リンクの質量は、関節または手先ハ

ンド質量に較べて小さいものとし、リンクの質量及びリンク重心回りの回転慣性質量は無視できる。

【0025】解析モデルの主要な記号は表1の通りである。

【0026】

【表1】

解析モデルの主要記号	
$I_i$	: $m_i$ の重心回りの慣性行列
$l_i$	: リンク $i$ の長さ
$m_i$	: リンク $i$ 先端の関節またはハンドの質量
$\{r_i\}$	: リンク $i$ 先端の関節またはハンドの重心位置ベクトル
$\{u_i\}$	: 関節 $i$ の回転軸方向を示す単位ベクトル
$\{x\}$	: 慣性座標系で表現された並進変位ベクトル
$\alpha, \beta, \gamma$	: 本体の姿勢角 (ヨー、ピッチ、ロール)
$\{\phi\}$	: 本体の姿勢角ベクトル $\{\alpha, \beta, \gamma\}^T$
$\theta_i$	: 関節 $i$ の回転角
$\omega_i$	: $m_i$ の重心回りの回転角速度

【0027】リンク座標系  $\Sigma_i$  のロボット座標系  $\Sigma_0$  へ

の変換は、D-H 変換を用いて数1のように表わされる。 30 【数1】

$${}^0\{r_i\} = T^1_0 T^2_1 T^3_2 \cdots T^i_{i-1} \{r_i\} = T^i_0 \{r_i\}$$

【0029】ここで、 $\{r_i\} = \{x_i, y_i, z_i, 1\}$  であり、左肩の添え字<sup>0</sup> はロボット座標系での表示

を示す。また、 $T^{i-1}_{i-1}$  は次の数2で与えられる。

【0028】

【数1】

【0030】

【数2】

$$T^{i-1}_{i-1} = \begin{bmatrix} C\theta_i & -S\theta_i & C\alpha_i & S\theta_i & S\alpha_i & l_i & C\theta_i \\ S\theta_i & -C\theta_i & C\alpha_i & C\theta_i & S\alpha_i & l_i & S\theta_i \\ 0 & 0 & S\alpha_i & 0 & C\alpha_i & 0 & H_i \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{bmatrix}$$

【0031】ただし、 $C\theta$  は  $\cos \theta$  を、 $S\theta$  は  $\sin \theta$  を表わす。

【0032】数1で与えた<sup>0</sup>  $\{r_i\}$  は  $\{4 \times 1\}$  のベクトルであるので、 $x, y, z$  方向成分のみの  $\{3 \times 1\}$  ベクトルを新たに<sup>0</sup>  $\{r_i\}$  とし、慣性座標系で表わすと数3となる。

【0033】

【数3】

$${}^A\{r_i\} = {}^A A_0 {}^0\{r_i\} + \{x\}$$

【0034】ロボット座標系  $\Sigma_0$  で表示されているベクトルを慣性座標系に変換する座標変換行列<sup>A</sup>  $A_0$  はロール、ピッチ、ヨー変換であり、数4で与えられる。

【0035】

【数4】

7

8

$${}^A A_0 = \begin{bmatrix} C \beta C \gamma & S \alpha S \beta C \gamma & C \alpha S \beta C \gamma \\ C \beta S \gamma & S \alpha S \beta S \gamma & C \alpha S \beta S \gamma \\ -S \beta & S \alpha C \beta & C \alpha C \beta \end{bmatrix}$$

【0036】慣性座標系での並進速度は数3を時間微分して数5となる。

【0037】

【数5】

$${}^A \{\dot{r}_i\} = {}^A \dot{A}_i^0 \{r_i\} + {}^A A_i^0 \{\dot{r}_i\} + \{\dot{x}\} \quad 10$$

【0038】リンク*i*先端のΣ<sub>i</sub>における角速度ω<sub>i</sub>は数6である。

【0039】

【数6】

$$\omega_i = A\{\phi\} + \sum_{j=0}^i ({}^A A_0^0 u_j)$$

【0040】ここで<sup>0</sup>u<sub>j</sub>は数7のx, y, z方向成分のみのベクトルである。

【0041】

【数7】

$$T^j_o \{u_j\} \dot{\theta}_j$$

【0042】またAは数8で与えられる。

【0043】

【数8】

$$A = \begin{bmatrix} C \beta C \gamma & -S \gamma & 0 \\ C \beta S \gamma & -C \gamma & 0 \\ -S \beta & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

【0044】数5及び数6より系全体の運動エネルギーは数9となる。

【0045】

【数9】

$$T = 1/2 \sum_{i=0}^n (m_i \dot{r}_i^T \cdot \dot{r}_i + I_i \omega_i \cdot \omega_i) \quad 20$$

【0046】数9をラグランジェの方程式に代入してロボットの運動方程式を求めることができる。

【0047】

【数10】

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{dT}{d\dot{q}_i} \right) - \frac{dT}{dq_i} = Q_i$$

【0048】運動方程式は数式処理プログラムを使うことにより、比較的容易に導き出すことができる。数10において一般化座標q<sub>i</sub>としてx, y, z, α, β, γをとり、一般化外力Q<sub>i</sub>をゼロと置けば、並進方向と回

転方向が連成した6つの方程式が得られる。なおθ及びθドット、θツードットは指令値で与えられるものとした。

【0049】今、本体の姿勢変動のみに着目してx, y, zを消去し、姿勢角α, β, γに関する3元の運動方程式に縮約すると数11、及び数12, 13, 14となり、容易に数値積分できる。

【0050】

【数11】

$$M(\theta, \phi) \ddot{\phi} + C(\theta, \dot{\theta}, \phi) \dot{\phi} + d_1(\theta, \dot{\theta}, \phi) \dot{\phi}_1 + d_2(\theta, \dot{\theta}, \phi) \dot{\phi}_2 = F(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta})$$

【0051】

【数12】

$$\{\phi\} = \{\alpha, \beta, \gamma\}^T$$

【0052】

【数13】

$$\{\dot{\phi}_1\} = \{\dot{\alpha}^2, \dot{\beta}^2, \dot{\gamma}^2\}^T$$

【0053】

【数14】

$$M(\theta, \phi) \ddot{\phi} = d(\theta, \dot{\theta}, \ddot{\theta}, \phi, \dot{\phi}) + u$$

【0056】従って既に前記実施例で示したように、dを補償するようにスラスタ発生トルクuを与えれば、姿勢変動を抑えることができる。dは、マニピュレータ

$$\{\dot{\phi}_2\} = \{\dot{\alpha} \dot{\beta}, \dot{\beta} \dot{\gamma}, \dot{\gamma} \dot{\alpha}\}^T$$

【0054】各関節の動きが分かれば姿勢角変動は数11から求めることができるので、数11の左辺第一項以外を右边に移項して、右边を外乱トルク推定値dと考える。

【0055】

【数15】

制御系及び姿勢制御系からアームの動作情報、姿勢情報をそれぞれ得ることにより、三角関数を用いた代数計算で求めることができる。そしてスラスタはON-OFF制御



であり、その動作時間を調節することにより運動量を制御量として選ぶことができる。すなわち、外乱トルク推定値の積分値が次式に示されるようにある設定運動量に達したときに一定時間作動させるものである。

【0057】

$\int$  外乱トルク推定量  $dx \geq$  設定運動量 ……①  
そしてスラスタ作動時間は次式で与えられる。

【0058】

作動時間 = 設定運動量 / スラスタ発生トルク ……②

なお本発明の制御アルゴリズムにおいては、外乱トルク推定値の積分値が設定運動量以下の値で残った場合、速度偏差が生じること、及び、モデル化誤差がある場合、それに伴う制御力誤差のために姿勢変動が生じること、が考えられるが、これらの補償は、リアクションホイールなど発生トルクの比較的小さいアクチュエータによるフィードバック制御で可能であることは、前記実施例で

$$\begin{Bmatrix} \ddot{\phi} \\ \dot{\phi} \\ \phi \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & M^{-1}C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \cdot F_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \end{bmatrix} u$$

20

【0063】最短時間・最小エネルギー制御アルゴリズムを設計するに当たって、数16から  $M^{-1} F_0$  の項を省略し、さらに  $M$  と  $C$  とを定数として線形化したモデルは数17となる。

【0064】

【数17】

$$\dot{x} = Fx + gu$$

【0065】制御エネルギーと制御時間を同時に最適化するための評価関数  $J$  は、 $R$  を重み係数として数18で与えられる。

【0066】

【数18】

$$J = \int_0^{t_f} \{ R + |u(t)| \} dt$$

【0067】初期条件と終端条件が

【0068】

【数19】

$$\left. \begin{aligned} \phi(t_0) &= \phi_0, & \dot{\phi}(t_0) &= \dot{\phi}_0 \\ \phi(t_f) &= 0, & \dot{\phi}(t_f) &= 0 \end{aligned} \right\}$$

40

【0069】のように与えられ、スラスタ制御力に

【0070】

$$\begin{aligned} F_1(y) &= -M^{-1}C\dot{y} + \text{sgn}(\dot{y})(M^{-1}u_0) \\ &\quad \cdot \ln(1 + M^{-1}C|\dot{y}|/M^{-1}u_0)/(M^{-1}C)^2 \\ F_2(y) &= -M^{-1}C\dot{y} + \text{sgn}(\dot{y})(M^{-1}u_0) \\ &\quad \cdot \ln(1 + RM^{-1}C|\dot{y}|/M^{-1}u_0(R + 2C|\dot{y}|))/(M^{-1}C)^2 \end{aligned}$$

【0076】 $F_1$  は最適時間制御における切替曲線に一 50 致しており、 $R$  を大きくすると  $F_2$  は  $F_1$  に近づく。 $F$

示した通りである。

【0059】次に、フィードバック制御である最短時間制御或いは最短時間・最小エネルギー制御との比較を説明する。

【0060】まずアームの運動によるロボット本体姿勢変動抑制に最短時間・最小エネルギー制御を適用することを考える。この制御法はON-OFF制御であり、スラスタのように制御力一定の拘束条件がついたときに用いられる。姿勢変動がある設定角度を越えたときに、最短時間問題または最小エネルギー問題としてのBang-zero-Bang制御によりスラスタを作動させる。

【0061】数11の  $d_1$ ,  $d_2$  を右辺に移項し  $F$  との和を新たに  $F_0$  として、スラスタ制御力  $u$  を加え、状態方程式で表わすと数16になる。

【0062】

【数16】

$$\begin{Bmatrix} \ddot{\phi} \\ \dot{\phi} \\ \phi \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ 0 & M^{-1}C \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \phi \\ \dot{\phi} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \cdot F_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1} \end{bmatrix} u$$

【数20】

$$-u_0 \leq u \leq u_0$$

【0071】なる拘束を与えられる最適制御則は、文献（「加藤寛一郎，工学的最適制御，東京大学出版会，1988.4，pp131 141」及び、「M.Athans, P.Falb, "Optimal Control", McGraw-Hill, 1966」）を参照して、終端自由の拘束条件付変分原理から以下のように得ることができる。

【0072】 $\lambda$  を随伴変数とすれば、ハミルトニアン  $H$  は数21で与えられる。

【0073】

【数21】

$$H = R + |u(t)| + \lambda^T [Fx + gu]$$

【0074】ここで  $\lambda$  に関する微分方程式を解き、制御入力最適性の条件にポントリャギンの原理を用いることにより、ON-OFF制御のシーケンスは  $\{-u_0, 0, u_0\}$ ,  $\{u_0, 0, -u_0\}$  の二通りになることがわかる。最適トラジェクトリに沿って  $H$  が0である条件を使えば、切替曲線は積分することができて、数22で与えられる。

【0075】

【数22】

1 と  $F_2$  の間では制御力  $u$  はゼロとなる。

【0077】次に具体的な演算例を示す。

【0078】シミュレーションのモデルとして、図5に示すような単腕3リンクのマニピュレータを有した宇宙ロボットを用いる。またその主要諸元を表2に示す。

【0079】

【表2】

シミュレーションの主要諸元	
$m_0 + m_1$	$= 2000. (\text{kg})$
$m_2$	$= 10. (\text{kg})$
$m_3$	$= 50. (\text{kg})$
$I_0 + I_{1x}$	$= 1.2 \times 10^4 (\text{kgm}^2)$
$I_0 + I_{1y}$	$= 2.0 \times 10^3 (\text{kgm}^2)$
$I_0 + I_{1z}$	$= 1.0 \times 10^4 (\text{kgm}^2)$
$I_2$	$= 3. \times 10^{-3} (\text{kgm}^2)$
$I_3$	$= 3. \times 10^{-1} (\text{kgm}^2)$
$l_0$	$= 1.0 (\text{m})$
$l_2$	$= 1.0 (\text{m})$
$l_3$	$= 1.0 (\text{m})$

【0080】ここに、アームを伸ばしきった姿勢 ( $\theta_1 = 0$ ,  $\theta_2 = 1.57$ ,  $\theta_3 = 0$ ) から想定した作業位置 ( $\theta_1 = 1$ ,  $\theta_2 = 2.57$ ,  $\theta_3 = 1.5$ ) まで、図6に示すような台形速度パターンにより15秒間で動くとした。計算は20秒間行った。なお、スラスターは推力10 Nが各軸2基設置されていると仮定し、発生トルクを20Nmとした。

【0081】姿勢制御を行わない場合、アーム動作の反作用により本体に生じる回転変位は図7のようになる。本体の姿勢角変動はアーム動作とともに大きくなり、アーム動作停止と同時に一定値となる。本計算例では、最大姿勢角変動は $\beta$ 軸回りに約0.115(rad)であった。

【0082】本発明のフィードフォワード制御による三軸制御シミュレーションの結果を図8に示す。観測量は各関節の角度、角速度、角加速度及び本体の姿勢角、姿勢変動角速度である。スラスター作動時間は0.2secとし

た。

【0083】同図に示すように、最終的な姿勢変動角は姿勢制御を行わない場合最も大きかった $\beta$ 軸回りで0.0066(rad)と、約20分の1に姿勢変動を抑えることが出来ていることが分かる。なお $\alpha$ 軸回りに生じている小さな速度偏差は、前記実施例で既に説明したリアクションホイールによるフィードバック制御によって改善されるものである。

【0084】上記演算例で最も姿勢変動が大きかった $\beta$ 軸回りの面内運動 ( $\theta_1 = 0$ :一定) に対して、本発明のフィードフォワード制御と最短時間・最小エネルギー制御との比較を行った。計算過程は省略するが、制御力を加えない場合の姿勢変動は0.156(rad)であった。

【0085】図9及び図10に、本発明のフィードフォワード制御の姿勢角、角速度及びスラスター作動時間をそれぞれ示す。また図11及び図12に、重み係数 $R$ を $10^{12}$ とした最短時間制御の姿勢角、角速度及びスラスター作動時間を示す。そして図13及び図14に、重み係数 $R$ を $10^6$ とした最短時間・最小エネルギー制御の姿勢角、角速度及びスラスター作動時間を示す。最短時間・最小エネルギー制御の観測量は、本体の姿勢角及び姿勢角角速度であり、本体の姿勢角が0.0052(rad)を越えるとスラスターが作動するとした。

【0086】いずれの場合も制御を加えない場合の姿勢変動角0.156(rad)に比べ、姿勢変動角は10分の1に小さくなっている。また姿勢角速度依存項やアームの運動による外乱があっても最短時間・最小エネルギー制御がうまく作動していることがわかる。すなわち、数17では数16における $M^{-1}F_0$ の項を省略したが、その影響はその時間における外乱として処理することができる。

【0087】表3に、各制御方法の最大姿勢変動偏差とスラスター作動力積をまとめて示す。本発明のフィードフォワード制御がスラスター作動力積が最も小さく、他の方法の約半分である。また姿勢角変動も他の方法より小さい。すなわち、本発明のフィードフォワード制御が最も良好であるという結果が得られた。なお、最短時間・最小エネルギー制御では、重み係数を小さくするにつれて作動力積も小さくなるが、姿勢角変動が急速に増大してしまうものである。

【0088】

【表3】

制御アルゴリズム	最大姿勢変動 偏差(rad)	動作回数	作動力積 (Nmsec)
本発明	$5.87 \times 10^{-3}$	24	96.0
最短時間制御	$-1.10 \times 10^{-2}$	12	193.9
最短時間・最小エネルギー制御	$-1.10 \times 10^{-2}$	7	165.2

【0089】このように、本実施例の運動方程式は、アームの運動を考慮した宇宙ロボットの3次元運動方程式

であって、姿勢角のみを未知数として導き、アームの運動を宇宙ロボット本体への外乱として考えたものである。そしてこの方法は、最短時間・最小エネルギー制御と比較してスラスタ力積が小さくなるものであり、スラスタの作動ガスが有限であることからみて、宇宙ロボットに極めて有効である。

#### 【0090】

【発明の効果】以上要するに本発明によれば、迅速で適切な姿勢制御ができ、マニピュレータ及び宇宙ロボットの作業精度及び作業効率の向上が達成されるという優れた効果を発揮する。

#### 【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に係わる宇宙ロボットの姿勢制御装置の一実施例を示した構成図である。

【図2】図1の構成を説明するためのブロック図である。

【図3】本発明に係わる宇宙ロボットの姿勢制御方法の一実施例を説明するためのフローチャートである。

【図4】本発明の運動方程式を説明するための解析モデル図である。

【図5】運動方程式の具体的演算例を説明するためのシミュレーションのモデル図である。

【図6】図5のシミュレーションの角速度を示したパターン図である。

【図7】姿勢制御を行わない場合のロボット本体に生じ

る回転変位を示した回転角変化図である。

【図8】本発明のフィードフォワード制御による回転変位を示した回転角変化図である。

【図9】本発明のフィードフォワード制御による姿勢角、角速度の変化を示した図である。

【図10】本発明のフィードフォワード制御によるスラスタ作動時間を示した図である。

【図11】最短時間制御の姿勢角、角速度の変化を示した図である。

【図12】最短時間制御のスラスタ作動時間を示した図である。

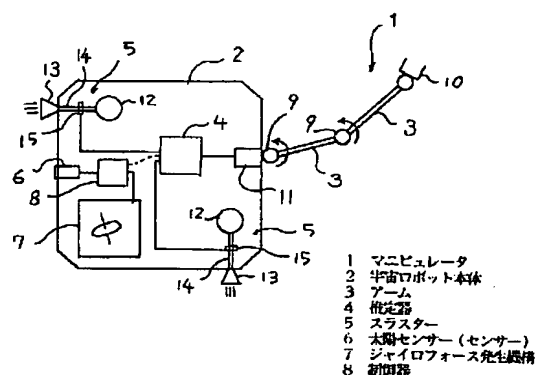
【図13】最短時間・最小エネルギー制御の姿勢角、角速度の変化を示した図である。

【図14】最短時間・最小エネルギー制御のスラスタ作動時間を示した図である。

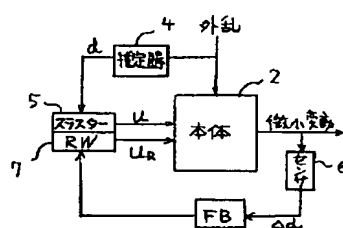
#### 【符号の説明】

- 1 マニピュレータ
- 2 宇宙ロボット本体
- 3 アーム
- 4 推定器
- 5 スラスタ
- 6 太陽センサー（センサー）
- 7 ジャイロフォース発生機構
- 8 制御器

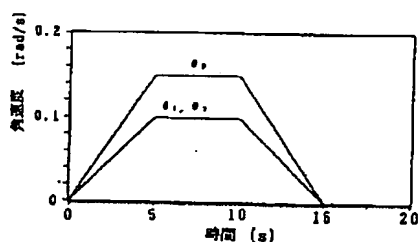
【図1】



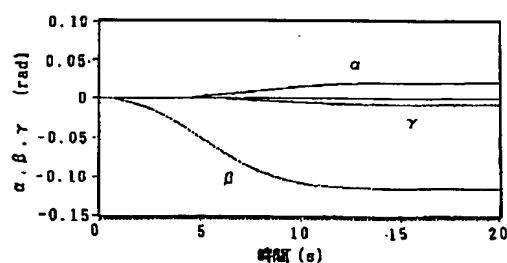
【図2】



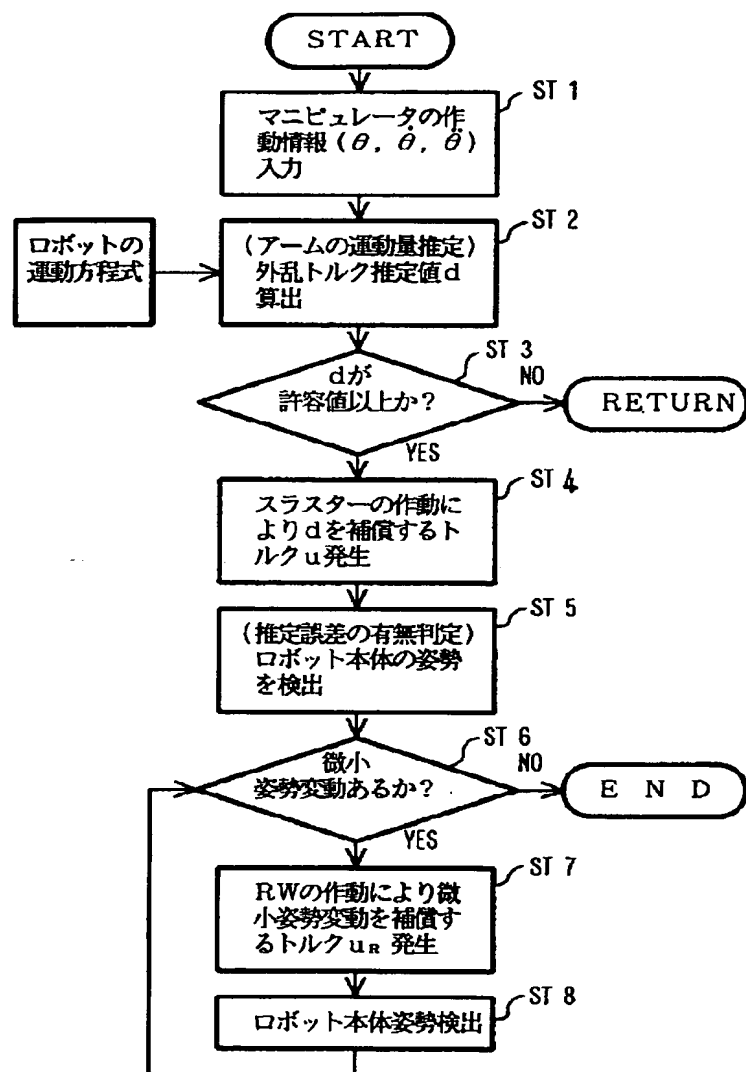
【図6】



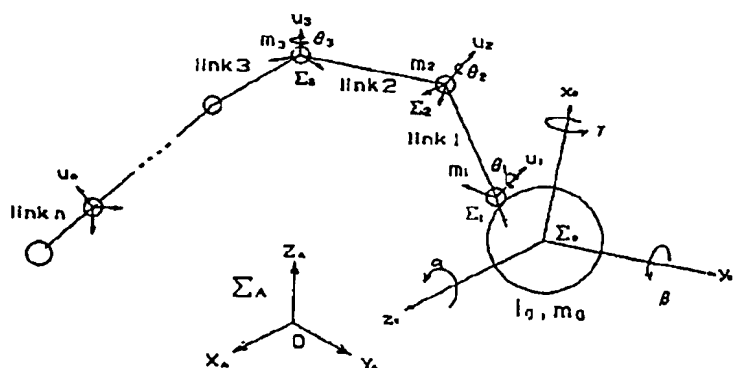
【図7】



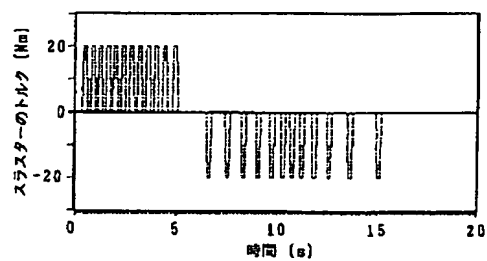
【図3】



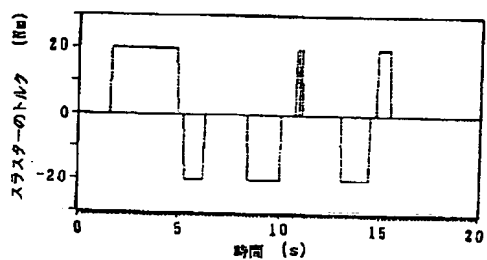
【図4】



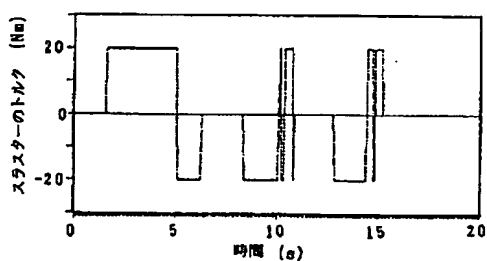
【図10】



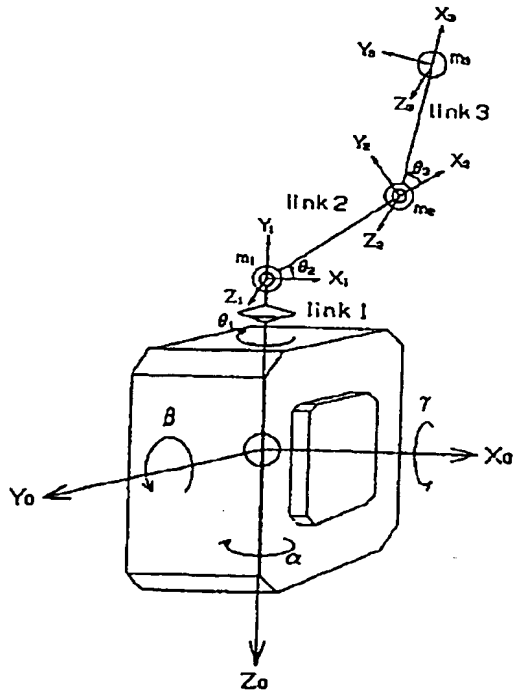
【図14】



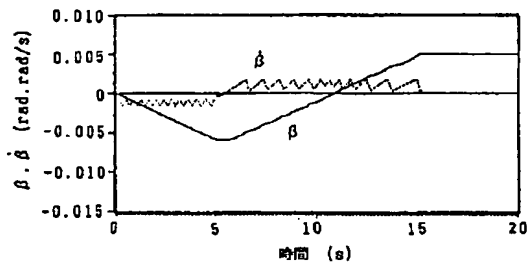
【図12】



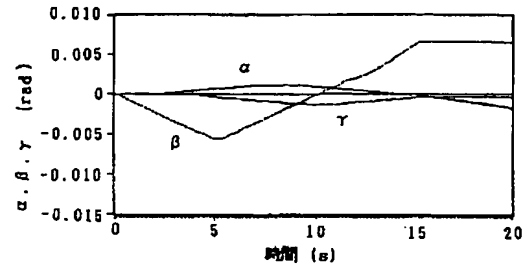
【図5】



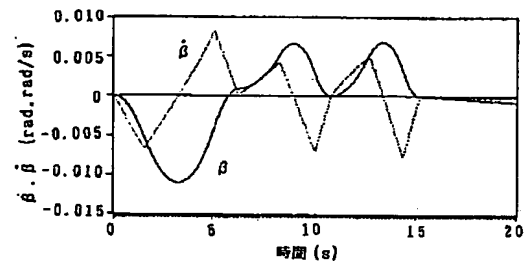
【図9】



【図8】



【図11】



【図13】

